

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(7), 552-560(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.7.552>

부활호 복원 설계, 제작 및 성능 연구

박찬우*, 김병수*, 조태환*, 조환기**, 옥주선***

Design, manufacturing and performance test of restored airplane of Buhwal

Chanwoo Park*, Byungsoo Kim*, Taehwan Cho*, Hwankee Cho** and Ju Seon Ok***

Department of Aerospace and System Engineering, Gyeongsang National University*,

Department of Flight Operation, Cheongju University**

Gyeongnam TP Aerospace Team***

ABSTRACT

Airplane Buhwal is the first light airplane which is designed and made in South Korea. Restoration of airplane Buhwal is designed based on the one made by Korean Airforce in 2004 but there are some changes also. It uses aluminum main wing, electronic indicator, BRS(Ballistic recovery parachute) and black box for improved performance. In this paper, for the restored Buhwal, major design changes are introduced, structure, aerodynamic and stability analysis are reviewed and improved performances which is proven through flight test are shown. This study will be a big help for domestic light airplane development.

초 록

부활호는 한국최초로 설계 제작된 국산 경비행기이며 복원된 부활호는 2004년 공군이 복원한 부활호의 기본 형상을 기준으로 하되, 날개는 알루미늄합금 재질로 적용하고, 전자식계기를 사용하며, 비행 안전성 확보를 위해 비행기용 낙하산과 소형블랙박스를 장착하는 등 최신 기술의 적용과 성능 개량을 병행하였다. 본 논문에서는 복원된 부활호의 주요 설계 변경 내역을 소개하고 구조, 공력 및 안정성 해석 결과와 풍동 시험, 비행시험을 통하여 입증된 성능향상 내용을 소개한다. 본 연구 결과는 향후 국산 개발 경비행기 연구에 큰 도움이 될 것으로 생각된다.

Key Words : Airplane Buhwal(부활호), Light airplane (경비행기), Restoration(복원)

I. 서 론

1.1 부활호의 역사

6.25전쟁이 3년째 계속되고 있던 1953년 6월에 경남 사천에 주둔한 공군기술학교의 당시 정비과

장이었던 이원복 선생에 의해 한국 최초의 경비행기 부활호의 설계 제작이 이루어졌다. 1953년 6월 중순부터 설계착수와 동시에 도면과 부품 제작을 병행하면서 주요 구성품, 즉 엔진, 프로펠러, 착륙장치 및 계기 등은 기존 L-16 (Aeronca)

† Received: April 18, 2013 Accepted: June 28, 2013

* Corresponding author, E-mail : parkcw@gnu.ac.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871



Fig. 1. Airplane Buhwal(1953)

연락기의 부품을 사용하되, 동체와 날개 등 기체 구성 품은 독자적인 구조로 설계 제작하여 동년 10월 10일에 조립을 완성하고 10월 11일 사천공군기지에서 민영락 소령의 조종으로 시험비행을 마쳤다. 공군본부에서 이승만 대통령에게 한국 최초로 설계 제작된 경비행기의 명명을 건의하여 대통령으로부터 '부활'이라는 휘호를 받아 부활호라는 이름을 갖게 되었다. 기존 제작된 부활호의 모습은 Fig. 1과 같다.

1.2 부활호 개량 복원

2009년 경상남도는 항공산업의 시발자로서의 상징성과 국가 항공 산업의 메카로서 위상을 제고하고, 경항공기 독자 개발능력 확보로 항공산업 육성 및 발전에 기여하기 위하여 우리나라 최초 국산 비행기인 부활호 개량 복원사업을 추진하기로 결정하였다. 이에 따라 부활호 개량복원사업은 2009년 4월부터 2011년 9월까지 2년5개월간 경상남도과 사천시가 예산을 지원하고 경남테크노파크가 주관하여 착수되었다⁽¹⁾.

개량 복원된 '부활호'는 지난 2004년 10월 공군이 복원한 부활호의 기본 형상을 기준으로 하되, 날개는 알루미늄합금 재질로 적용하고, 전자식계기를 사용하며, 비행 안전성 확보를 위해 비행기



Fig. 2. Restoration of Airplane Buhwal(2011)

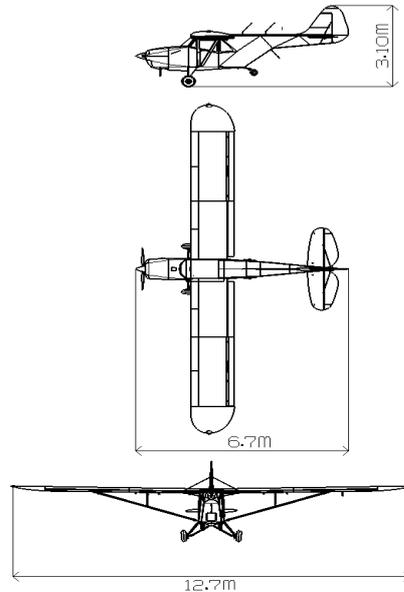


Fig. 3. Three view diagram of airplane Buhwal

Table 1. Basic configuration of Airplane Buhwal

	원형 부활호	개량복원 부활호
높이(m)	3.05	3.10
동체길이(m)	6.6	6.7
날개폭(m)	12.7	12.7
최대무게(kg)	600	627
자중(kg)	380	495
엔진마력(HP)	85	100

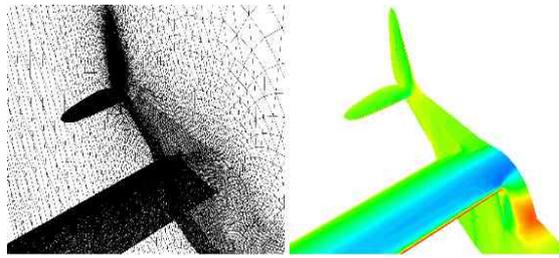
용 낙하산과 소형블랙박스를 장착하는 등 최신 기술의 적용과 성능개량을 병행하여 추진했다. 개량 복원된 부활호의 모습은 Fig. 2와 같다. 삼면도 및 기본 제원은 Fig. 3, Table 1과 같다.

II. 설계 및 해석

2.1 공력해석 및 풍동실험

2.1.1 전산기법을 이용한 공력Database 구축

부활호의 공력 특성을 초기에 파악하기 위해서 Digital DATCOM⁽²⁾을 이용하여 6분력에 대한 공력 계산을 수행하였다. 또한 부활호의 보다 정확한 공력 특성을 조사하기 위해 전산유체역학 기반 공력 계산 시뮬레이션 코드인 FLUENT 6.3⁽³⁾을 이용하여 높은 받음각을 포함한 몇몇 실험점에 대한 CFD (Computational Fluid Dynamics) 계산을 수행하였다. Fig. 4는 공력격자 및 FLUENT 해석 결과이다.



(a) CFD mesh (b) Analysis Result

Fig. 4. CFD Analysis Result from FLUENT



Fig. 5. Wind Test Model

2.1.2 풍동실험

원형 부활호의 공력 특성은 알려져 있지 않으며, 부활호 복원과 시험비행을 수행하기 위해서 지금까지 알 수 없었던 공력 특성을 획득하고 이를 기본으로 비행성과 조종 및 안정성을 예측하는 것이 중요하다. 이러한 공력자료는 전산해석적인 방법으로 구할 수 있지만 실제 비행을 해야 하는 부활호의 공력 특성을 완전하게 제공하는 데는 무리가 있다. 따라서 부활호의 축소 모델에 대한 풍동시험을 통하여 부활호가 갖고 있는 고유의 공력 특성을 검증해보는 것이 필요하다.

Figure 5는 부활호 풍동시험 축소 모델이다. 복원을 위해 설계된 형상을 기초로 제작성을 고려하여 부분적인 단순화를 통하여 제작하였다. 재질은 나무(동체, 주날개)와 복합재(수평, 수직미익)를 혼용하였으며 공군사관학교 아음속 풍동의 시험부 크기 (0.9m×0.9m)를 고려하여 실제 형상의 20:1 Scale 형상(스팬 길이 약 0.7m)으로 제작하였다. 풍속은 34m/s (마하수 0.1)이며, 모멘트 계산을 위해 무게중심을 MAC (Mean Aerodynamic Chord)의 26.8%로 했다.

2.1.3 AAA를 이용한 공력해석

AAA(Advanced Aircraft Analysis)⁽⁴⁾는 미국의 DARcorporation사가 개발한 항공기 개념설계용 프로그램이다. CATIA 설계 도면과 중량 데이터를 기준으로 AAA 프로그램을 통하여 공력 해석

을 수행하고 수치적 방법을 통한 해석결과 및 풍동 실험 결과와 비교하였다.

2.1.4 공력해석 결과

Table 2에 NACA 4412 익형을 가지는 부활호 주 날개의 AAA, DATCOM 및 CFD 해석결과를 비교했다. Table 3은 전기체에 대한 AAA, DATCOM, CFD 및 풍동실험의 공력 해석 결과를 비교했다.

플랩과 엘리베이터를 제외한 조종면의 변위각을 모두 0도로 설정하고 받음각을 변화시키며 공력 계수를 비교하였다. Fig 6에서 받음각 약 12도에서 실속이 발생하였고, 플랩의 변위가 증가함에 따라 양력 및 항력계수가 증가하는 경향을 나타내는 반면, 피칭모멘트 계수의 경우 플랩의 변화가 피칭모멘트에 미치는 영향성은 크지 않은 것으로 판단된다.

이는 무게 중심과 플랩에서 발생하는 압력 중심의 거리가 가까우며, 이로 인해 양력의 증가에 대한 피칭모멘트의 영향이 크게 나타나지 않을 것으로 판단된다.

엘리베이터 변위 -15~15도에서 받음각에 따른 공력계수는 변위각이 증가함에 따라 양력 및 항력계수가 증가하였고, 특히 피칭모멘트 계수의 변화가 크게 나타났다[Fig 7-8]. Fig. 9는 항력계

Table 2. Main wing C_L data comparison

	CL_0 , (Flap 0°)	CL_0 (Flap 30°)	$CL\alpha$ (Flap 0°)	$CL\alpha$ (Flap 30°)
AAA	0.3065	0.7738	5.0427	5.1584
DATCOM	0.2990	-	4.7740	-
CFD	0.3681	-	5.0611	-

Table 3. Airplane C_L data comparison

	$CL_{0,clean}$ (Flap 0°)	CL_0 (Flap 30°)	$CL\alpha$ (Flap 0°)	$CL\alpha$ (Flap 30°)
AAA	0.3065	0.7738 (Flap 45°)	5.0427	5.1584 (Flap 45°)
DATCOM	0.4250	0.8620	6.1592	6.0162
CFD	0.4093	0.7949	5.1219	4.8665
W/T	0.5655	0.7618	4.6870	4.4304

수와 양력계수의 관계를 나타내는 drag polar와 모멘트계수와 양력계수와와의 관계를 나타낸다.

이는 플랩의 변위에 따른 피칭모멘트와 반대되는 관점에서 양력의 증가는 플랩의 변위에 비해 크지 않으나 무게중심과 엘리베이터 사이의 거리가 길어서 피칭 모멘트에 기여하는 효과가 큰 것으로 판단된다.

또한 CFD결과와 풍동시험 결과가 정량적으로 유사한 경향을 나타낸 반면 Digital DATCOM과

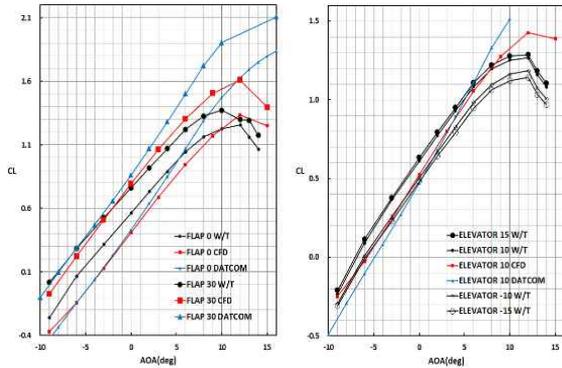


Fig. 6. C_L comparison -flap and elevator deflection

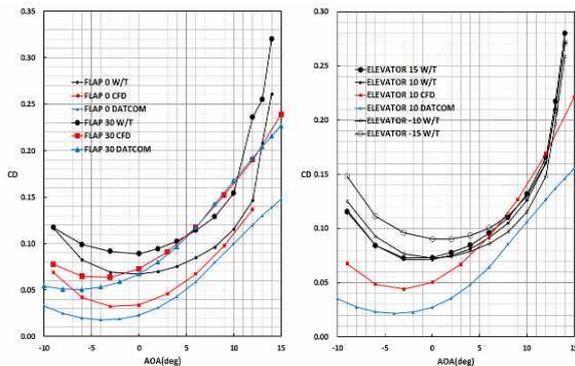


Fig. 7. C_D comparison -flap and elevator deflection

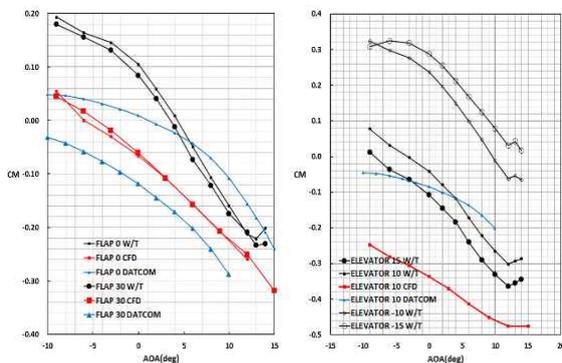


Fig. 8. C_M comparison -flap & elevator deflection

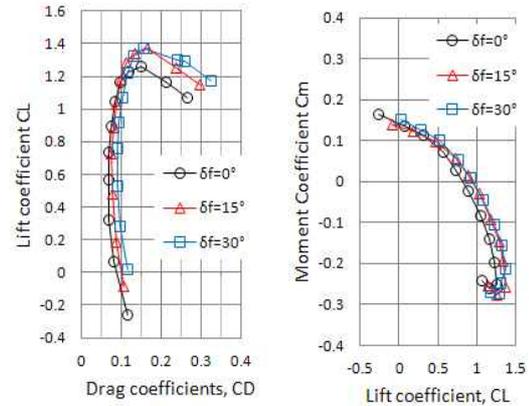


Fig. 9. C_L-C_D & C_M-C_L

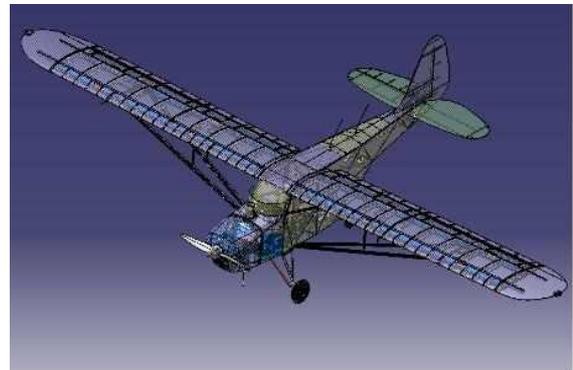


Fig. 10. CATIA Model

다소 차이를 나타내었다. 따라서 부활호 설계 및 성능해석을 위해서는 CFD결과와 풍동시험 결과를 참조하였다.

2.2 구조 해석 및 설계

2.2.1 구조 변경 사항

부활호 원형의 날개, 동체 및 조종면 스킨은 모두 우포로 제작되었으나, 안전성 및 정비의 용이성을 위하여 꼬리날개, 동체 스킨은 복합재로, 날개는 알루미늄합금으로 제작하였다. 부활호 원형의 수직, 수평 꼬리날개는 평판으로 되어있으나 성능향상을 위하여 날개골 형상(NACA0006)으로 설계 제작하였다. 부활호 원형은 우포 스킨을 사용하였으므로 스파 프랜지의 상하부가 날개 스킨과 접촉되지 않으나, 날개 스킨을 알루미늄으로 제작하기 때문에 스파의 높이를 날개 스킨과 접촉이 되도록 크게 제작하였으며 날개 상반각은 1° , 날개 붙임각은 1.5° 로 하고 릿간격은 500~600mm로 설계하였다. Fig. 10은 변경된 부활호의 CATIA 모델이다.

2.2.2 구조 해석

구조해석은 MSC NASTRAN⁽⁵⁾과 PATRAN⁽⁶⁾을

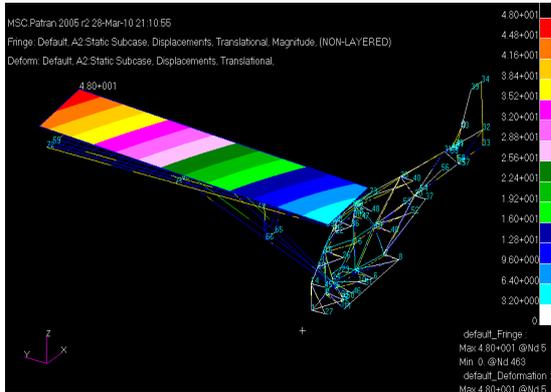


Fig. 11. MSC NASTRAN analysis result



Rotax 912ULS2 Sensenich(2A0R70EN)

Fig. 12 Engine and Propeller

이용하여 날개의 양력에 의해 트러스에 가해지는 힘을 계산하여 안전성을 파악하고 불필요한 트러스를 제거하여 항공기 내부 공간을 효율적으로 사용하기 위해 Truss 구조해석을 진행했다. Fig. 11은 구조해석 결과이다.

2.3 추진시스템 및 연료계통 설계

2.3.1 추진시스템 설계

부활호 복원을 위한 추진 시스템 해석과 설계를 위해 부활호 원형에 장착된 엔진과 프로펠러를 바탕으로 검토한 결과 추진시스템은 현재의 기술 수준을 반영한 Rotax 912ULS2엔진 (100 HP)과 Sensenich(2A0R5R70EN) 프로펠러를 선정하였으며 또한 엔진과 직접적인 관련성이 있는 연료 계통, 엔진 장착 위치 및 카울링 설계 등을 수행하였고 엔진의 성능 확인을 위해 정지추력 시험을 수행하여 모든 부분품의 정상작동 여부를 확인하고 연료소모율, 정지추력을 측정하여 계산치와 비교하였다. 연료소모율은 1%, 정지 추력은 7%의 차이를 보였다. Fig. 12는 엔진과 프로펠러 사진이다.

2.3.2 연료계통 설계

미국에서 1950년에 개발된 Smith Miniplane의 연료 탱크를 개조하여 16갤런의 연료를 탑재할 수 있도록 하였으며 기본적으로 연료량 감지 센서와 저 연료량 경보기를 설치 하였으며, 연료 탱크의 천정부분에 연료 주입구와 통기구를 위

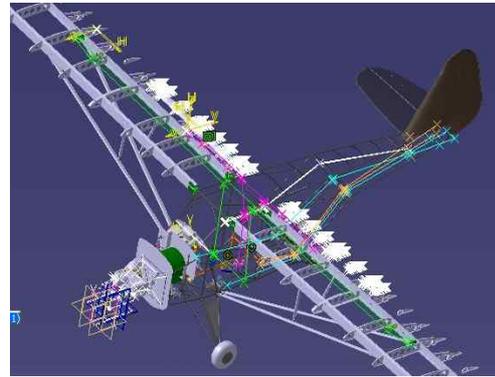


Fig. 13. Flight control system

치 시켰다.

연료 탱크에서 엔진으로 연료 공급 라인이 있고, 연료 공급 라인 중간에 라인 압력이 연료 공급에 적합한 압력보다 낮을 경우 조종사에게 통지할 수 있는 센서를 장착하였다. 또한 연료의 역류를 방지하는 체크 밸브를 추가로 설치하였고, 연료 탱크와 연료 공급라인의 연결을 위해 Union을 추가 하였다.

연료 공급을 개·폐할 수 있는 Shutoff valve를 추가 하였으며 전자식 계기 장비 선정으로 Fuel Low Level Sensor와 Pressure Low Sensor는 option 부품으로 전환했다.

2.4 비행조종장치, 계기, 전기계통 설계

2.4.1 비행조종장치 설계

부활호의 비행조종장치 설계는 FAR Part 23을 기준으로 했으며 매커니즘 분석을 위해 도면을 분석하여 정리했고 또한 유사 기체의 비행 조종장치 메커니즘을 검토하여 CATIA를 이용한 설계에 적용했다. 복원기의 도면과 동일한 설계를 하되 장착 시 검토한 수정 요구사항을 반영하여 최종설계 하였으며 비행조종장치의 최종 형상은 다음 Fig. 13과 같다.

2.4.2 계기 설계

FAR Part23의 설계 요구 기준 및 Rotax사가 제안하는 동력계기 검토 결과 비행 및 항법 계기는 대기속도계, 고도계, 자세계, Compass를 선정하였으며, 동력장치 계기는 실린더 헤드온도 (CHT), Oil Temp./Press., Tachometer, Fuel level, 전류계를 선정하였다.

부활호는 Fig. 14의 DYNON사의 전자식 계기를 사용하였다. 따라서 Back-up Instrument로 대기속도계, 고도계, 자세계, Compass를 선정했다. 계기판 레이아웃의 설계는 동체 프레임 및 연료 탱크의 간섭과 조종사 시야각 을 고려하여 설계 했으며 계기판의 형상은 다음 Fig. 15와 같다.



Fig. 14. DYNON FlightDEK-D180



Fig. 15. Indicator design

2.4.3 전기계통 설계

부활호의 전기계통, 발전계통, 축전지, 회로 보호장치, 등화장비 선정 및 설계에 필요한 요구도를 분석하기 위해 FAR Part 23을 참고하여 설계 및 설치하였다.

2.5 조종안정성 및 비행성능해석

부활호 무게중심 위치의 관리를 위하여 설계의 수정이 있을 때 마다 무게 중심의 변화를 검토 하였으며 Table 4에 최종 실측값을 표시했다.

AAA로 계산한 Xcg값은 1751.8mm이고 실측값은 1752.1mm, AAA에서 계산된 무게중심(%mac)은 23.6%이며, 실측값 무게중심은 23.7%로 거의 일치한다는 것을 확인할 수 있었다.

DATCOM 결과, 풍동실험 결과 및 6DOF

Table 4. Measured C.G Location

	Weight (kg)	CG POINT (mm)	
		X	Y
Empty Weight	495	1820.5	18.1
Fuel	43.7	947.8	-0.5
Pilot	77	1769.3	0.0
Total	615.7	1752.1	14.5
CG Point(%mac)		23.7	

Table 5. Change of C.G

조건	무게(kg)	무게중심(% mac)
조종사 1명, 연료 Full	615.7 (1357.4 lb)	23.7
조종사 1명, 연료 Empty	572.0 (1261.0 lb)	28.0
조종사 2명, 연료 Full	692.7 (1527.1 lb)	29.2
조종사 2명, 연료 Empty	649.0 (1430.8 lb)	33.4

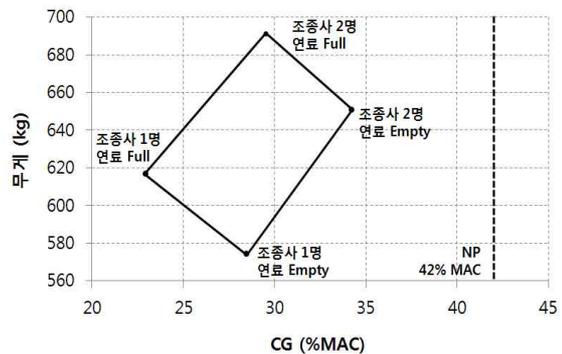


Fig. 16. Graph of Weight and C.G

(Degree of freedom) 프로그램 해석 결과를 종합하여 정적 여유 및 중립점을 계산하였다. 중립점은 약 42% mac인 것을 확인할 수 있었다.

연료가 Full인 경우와 Empty인 경우, 조종사의 탑승인원에 따른 무게중심의 변화는 Table 5와 같다.

조종사 홀로 후방석에 탑승하는 경우를 제외하면 현재의 형상에서 부활호의 무게중심의 운용범위는 시위선을 기준으로 23.7%~ 33.4% 이다.

이에 따른 무게중심 포위선도는 Fig. 16과 같다. 풍동실험 결과를 이용하여 구성된 공력 데이터와 6DOF 시뮬레이션 프로그램을 이용하여 트림상태를 계산하고, 그 트림상태에 대한 동안정성 해석을 수행하였다. 해석 결과, Short period mode와 Phugoid mode가 안정하다는 것을 확인하였고, Damping ratio를 참고하면 Short period mode와 Phugoid mode 모두 Handling Quality Level 1(MIL-F-8785C 참조)을 만족함을 알 수 있었다.

횡축의 Dutch roll mode, Roll mode, Spiral mode에 대해서도 안정함을 확인하였고, Handling Quality 역시 Level 1을 만족함을 알 수 있다.

비행성능 데이터는 AAA를 이용하여 얻었으며 Table 6에서 해석 결과를 나타낸다.

Table 6. AAA analysis result

Take off Distance	Take off Field Length	294m
	Take off Ground Run	115m
Landing Distance	Air Distance	181m
	Landing Ground Run to Zero Speed	68m
	Landing Distance	249m
Stall Speed	Landing Stall Speed	56.9km/h
	Take off Stall Speed	64.5 km/h
	Clean Stall Speed	83.6 km/h
Max. Cruise speed		225.4 km/h
Rate of Climb		7.6m/s
Glide	Rate of Descent	2.5 m/s
	Gliding Time	33min
	Glide range	50km

2.6 서브시스템 설계

2.6.1 착륙장치

부활호 원형의 주착륙장치 타이어 규격은 6.00-6 4ply 로, 이 경우 최대 하중이 1150 lbs 로 부활 호(1500lbs) 하중에 여유가 부족하다고 판단하여 6.00-6 6ply (최대하중 1750 lbs)로 선정하여 설치했다.

초기 부활호의 경우 착륙장치의 버팀대(Strut)는 Aeronca L-16 의 착륙장치의 버팀대를 사용하였다. 동일 사양의 Aeronca 착륙장치의 버팀대와 올레오 출격흡수 버팀대가 구매 가능하여 구매하여 사용하였다.

2.6.2 플로트 시스템

FULL LOTUS FL1450 모델의 플로트가 부활호에 적합하고 또한 Aircraft spruce사에서 유일하게 판매하는 것을 파악 후 이를 선정했다.

플로트 설치 시 유의점으로는 플로트의 디딤판(Step)을 기준으로 하여 10~20cm 앞에 항공기 무게중심을 위치시켜야 한다. 이는 장착 후 시험비행을 거쳐 적합하도록 플로트 장착 위치를 수정하여야 하고 바닥면과 플로트 바닥을 평평하게 되도록 설치하여야 하며 양쪽 플로트를 서로 평행하게 설치하여야 한다.

플로트내 공기주머니의 공기압을 일정하게 유지하여야하며 항공기 규격에 나와 있는 엔진 추력에 손실이 있으므로 충분한 추력을 내도록 설계 시 감안하였다.

2.6.3 BRS(Ballistic Recovery System)

항공기 비상시에 낙하산을 전개하여 항공기 전체를 착륙시킬 수 있는 경비행기용 안전시스템



Fig. 17. BRS 1600 Softpack HD



Fig. 18. Jack Screw

인 BRS를 장착하였다. BRS의 종류는 무게에 따라 나뉘는데 부활호의 총중량을 약 650kg으로 예측하고 가능한 종류를 검토하여 BRS 1600 softpack HD 모델 (Max.weight= 1600lbs/726kg)이 가장 적합하다고 판단하여 이를 선정하고 부활호에 장착하였으며 Fig. 17은 설치된 BRS의 제품모델이다.

2.6.4 수평꼬리날개 트립조정장치

수평꼬리날개의 붙임각을 조절하여 피치 트립 조절을 하는 Piper 항공기에 적용된 잭스크루(Jack Screw)를 채택하여 부활호에 적용하였으며 수평꼬리날개의 유격이 최소화 되도록 부활호에 장착하였다. Fig. 18은 부활호에 설치된 잭스크루의 모습이다.

2.7 시험 평가

2.7.1 지상시험

지상시험으로 날개 하중시험을 실시하여 날개 구조물의 안전성을 확인하였다. 지상에서 각종 부분품의 정상 작동 여부와 안전점검을 하였으며 무게중심을 최종적으로 확인하였다. 추력계통시험에서는 정지 추력 테스트 및 회전율(Tachometer 시험) 측정 및 기타 엔진센서 시험을 수행했다. 연료계통 시험에서는 연료펌프, 연료탱크 작동 스위치, 연료조절장치의 성능시험 및 관련계기들의 정상 작동을 점검하였다. Fig. 19는 추력계통 및 기타 엔진센서 시험사진이다. 비행시험 전에 지상 활주 시험을 하였으며 저속 지상활주 시험에서는 이륙속도의 약 20%로 활주하면서 방향장치, 브레이크의 작동, 엔진계기, 비행계기의 점검 및 조종 장치와 비행보조날개의



Fig. 19. Power and Engine sensor test

정상적인 작동을 점검했다.

고속 지상활주 시험에서는 실속속도의 약 80%로 활주하면서 방향 안정성과 조종성을 점검하였으며 속도 증가 시 비행보조날개의 영향과 반응, 보조양력장치 사용 시 미치는 영향 등을 점검했다.

2.7.2 비행시험

부활호는 감항증명을 받지 않은 항공기 이므로



Fig. 20. Flight test of Airplane Buhwal

600-750kg급 항공기에 대한 시험비행 허가 기관인 국토해양부로부터 시험비행 허가를 받아 비행시험을 수행하였다.

Table 7과 같이 비행시험은 총 4차례 이루어졌으며 안전하고 체계적인 시험비행 계획을 세움으로서 복원된 부활호의 안전성과 조종성을 확인하고 증명하는데 목적을 두고 진행했다. 시험비행시에 Quicksilver GT-500 초경량기를 추적기로 활용하여 부활호의 비행을 감독하게 하였고 동영상 촬영도 실시하였다. Fig. 20은 부활호의 비행시험 사진이다.

Table 7. Flight test result

	Test date	Test list	
		Flight plan	Flight test result
고속 지상 활주	11 /06 /15	1.3 FT altitude jump up/40 KTS 2.Low speed Adverse Yaw check 3.Jack Screw effect check	1.Steering tube and rudder response to heavy 2.Using a rapid adverse yaw with aileron late, Rudder can be complementary. 3.No effect at less than 50KTS
1st Test Flight	11 /06 /20	1.Level 5000 FT AGL 2.Low Speed Flying Quality Evaluation (65KTS) 3.System Operation check 4. Landing Practice & Evaluation	1.2000 FT Level Off 2.Flight controller check 3.Engine check 4.Pre Still check
2nd Test Flight	11 /06 /21	1.Level 5000 FT MSL 2.Basic Stability & Control Check 3.Flight #1 plan check 4.75% power cruise check 5.Flapp Operation	1.1000 FT Level Off 2.Cruise Speed Check (4400RPM -70KTS) 3. Flap Operation:15°, 30°30°-> 45 KTS flight stability
3rd Test Flight	11/06/ 28	1.Dynamic Stability Check 2.Pwer On Stall Check 3.Flapp Operation Check	1.Power On Stall : 3th no Buffet 2.Axis of ordinates and cross stability 3.5000 - 5500 FT MAX RPM

III. 결 론

복원된 부활호는 구조해석 및 공력해석과 시험비행을 통해 성능과 안전성을 확인하였으며, 기존 부활호의 우포재질 스킨을 알루미늄과 복합재를 적용하고, 전자계기 등의 최신기술을 적용하였다. 지상시험과 비행시험을 통하여 비행 안정성 및 안전성을 확인하였다.

복원된 부활호의 개발을 통하여 소형항공기 개발 기술에 대한 기술력을 축적할 수 있었다. 개발을 통한 경험과 기술은 향후 소형항공기 사업 분야의 성장에 밑거름이 될 수 있을 것으로 생각된다.

후 기

이 논문은 경상남도의 재원으로 경남 테크노파

크의 지원과 지식경제부에서 시행한 동남권 광역
경제권 선도산업 육성사업(기술개발) 지원의 일
부로 경상대학교에서 주관하여 수행한 연구임.

References

- 1) Gyungsang National University, July 2011,
"Report on restoration of Airplane Buhwal"
- 2) Public Domain Aeronautical Software.,

1999, "Digital DATCOM User's Manual"

- 3) Dassault systems., 2003, "FLUENT 6.3
User's Guide"

- 4) DARcorporation, 1999, "Advanced aircraft
analysis User's Manual Version 3.3"

- 5) MSC SOFTWARE "MSC NASTRAN 2005
Quick Reference Guide", Combined documentation
2005

- 6) MSC SOFTWARE "MSC PATRAN User's
Guide", Combined documentation 2005